

多电飞机与电力电子

严仰光 秦海鸿 龚春英 王慧贞

(南京航空航天大学自动化学院,南京,210016)

摘要:从多电飞机用电设备的非线性特性探讨了飞机电源的特点,分析了变频交流电源的不足之处。从高温电力电子器件对飞机电源、配电和用电设备发展的价值,考察了下一代多电飞机电气系统的能量管理与热管理的必要性及其主要机电装置的研究方向。推动电力电子器件及其装置的发展,已成为实现多电飞机的必要条件。

关键词:多电飞机;高压直流电源;高温电力电子

中图分类号:TM464

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2014)01-0011-08

More Electric Aircraft and Power Electronics

Yan Yangguang, Qin Haihong, Gong Chunying, Wang Huizhen

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The characteristics of aircraft power supply are discussed from the aspects of nonlinear electric equipments in more electric aircraft, and the shortcoming of variable-frequency(VF)AC power systems is analyzed. Then, the importance of high temperature power electronic devices on the development of the aircraft power supply, distribution and electric equipments is given. The necessity of energy management and thermal management is outlined, as well as the new research direction of main electromechanical devices for the next generation more electric aircraft. Development of power electronics technology and its apparatus is essential to the realization of more electric aircraft.

Key words: more electric aircraft; high voltage DC power system; high temperature power electronics

21 世纪初 3 种多电飞机升空,开始了多电飞机的时代。这 3 种飞机包括欧洲空客公司的 A380,美国波音公司的 B787 和洛马公司的 F-35。那么什么是多电飞机?多电飞机带来哪些优点?多电飞机有哪些新的用电设备?多电飞机的电源有什么特点?多电飞机将怎样发展?这些问题是大家十分关心的。本文将对其进行介绍。

1 多电飞机的诞生

多电飞机的概念早在 20 世纪 70 年代就已提出,当时称为全电飞机。从 20 世纪 40 年代起,飞机上的二次能源,就采用液压能、气压能和电能 3

种混合能源模式。由航空发动机驱动的液压泵等构成的集中式液压能源系统,主要用于飞机操纵舵面的驱动、传动舱门和起落架、操纵发动机的喷口等。提取航空发动机的压气机压缩后的高压高温空气,主要用于防冰、除冰和作为飞机环境控制系统的原动力。飞机上的多种二次能源使飞机和发动机的结构复杂化,能源使用效率降低,可靠性和生命力降低。多电飞机就是用电能代替集中式的液压能源和气压能源,使各种二次能源统一为点电能。21 世纪初出现的 3 种多电飞机不同程度上达到了这个目的,成为第一代多电飞机^[1-3]。

基金项目:教育部博士点基金(20123218120017)资助项目。

收稿日期:2013-11-02;**修订日期:**2014-01-03

作者简介:严仰光,男,教授,博士生导师,1935 年 3 月生;中国著名航空电源专家,享受国务院政府特殊津贴,是航空电源航空科技(部级)重点实验室的创建者与首任主任;研究方向:航空电源。

通信作者:秦海鸿,男,博士,副教授,E-mail:qinhaihong@nuaa.edu.cn。

2 多电飞机的优点

将飞机的二次能源统一为电能,不仅减少了飞机内的液压管路和气体管路,简化了飞机内部结构,而且简化了航空发动机的结构。多电飞机的发动机称为多电发动机,多电发动机不再提取发动机压气机的压缩空气,简化或取消附件传动机匣,采用空气或磁浮轴承,成为无滑油系统的发动机。应用转子与发动机同轴的内装式起动发电机起动航空发动机,发动机正常工作后电机转为发电工作,向用电设备供电。多电发动机不仅结构简单,而且节省能源,迎风面积小,减小了飞机阻力^[4]。

多电飞机还可减少地面和舰面支援设备,只要提供燃料的设备和供电设备,不需要供气供液设备,从而进一步节省飞机的运行成本,改善飞机的技术和战术性能。

3 多电飞机的用电设备

常规飞机的用电设备有航空电子设备、仪表设备、燃油供给、照明加温和光信号设备等。

在多电飞机中用机电作动机构(Electro mechanical actuator, EMA)和电液作动机构(Electro hydrostatic actuator, EHA)代替或部分代替集中式液压能源系统及其液压作动机构,电力作动机构的数量大幅度增加。不论是 EMA 还是 EHA,其主要部件是交流伺服电动机。伺服电动机是电机、电力电子变换器、数字控制器和高精度传感器的组合。多电飞机用电动环境控制系统代替常规飞机的环境控制系统,采用大功率高转速的电动机传动压缩机产生高压和高温空气。B787 飞机电环控的电动机功率在 75 kW 左右,最高转速达 43 400 r/min,且可改变电机转速,以调节压缩空气的压力和温度。电环控系统可按飞机的飞行环境和乘员的数量自行改变工作状态,最大限度地节省能量。

由于发动机不再驱动燃料泵,电动供油泵也随之诞生。电力燃料泵不仅应工作可靠而且应智能化,使其按发动机运行的需求提供燃料。

多电飞机也为航空电子设备的发展提供了电能保障。多电飞机还为直接能量武器(Directed energy weapon, DEW)在飞机上的应用创造了条件。直接能量武器有粒子束武器、微波武器、激光武器和电磁炮等。这类武器既可作防御武器也可为攻击武器,既可直接毁灭敌方,也可暂时解除敌方的战斗力,有很大的灵活性和精确性,将逐步取

代常规武器。但是,DEW 武器需要大功率脉冲电源,又因其效率低,工作时会产生大量热量^[5-7]。

多电飞机用电设备的增加,一方面显著增加了电功率的需求,另一方面对电能种类和电能质量有了更高的要求,集成电路和计算机的使用要求供电电压十分稳定,电传操纵和电力作动机构要求不间断供电。再就是用电设备非线性特性的凸现。

20 世纪 40 年代,飞机上装备的是 28 V 低压直流电源,或 115/200 V 400 Hz 恒频交流电源,用电设备有白炽灯为基础的照明和光信号设备、电加温和防冰设备、有刷直流电动机或异步电动机,陀螺仪表在低压直流电源系统中由变流机供电,在交流电源系统中则直接由交流电源供电。飞机上的其他仪表大多为电磁式和膜盒仪表,是线性负载。尽管直流电动机和异步电动机要求大的起动电流,但以上所述的用电设备的特性均为线性特性。那时的航空电子设备在 28 V 直流电源中,由直流升压机供电。在交流电源中经变压器和硅整流堆整流后供电,由于电子设备用电功率小,占总功率的比重小。集成电路与微型计算机的发展和在飞机上的应用,形成了航空电子系统。航电的发展促进了开关电源的发展与应用。以开关电源为代表的电力电子装置在飞机上的使用,使飞机用电设备的特性转为线性和非线性兼有的阶段,这就是 20 世纪后期的情况。多电飞机的诞生,非线性用电设备大幅度增加,线性用电设备则显著减小。白炽灯由发光二极管代替,照明和光信号设备全部成为非线性负载。B787 飞机的 4 台大功率空调压缩机电动机、4 台电动液压泵、2 台空调通风电动机和 1 台氮气发生器电动机均为具有电力电子变换器的调速电动机,总功率在 500 kW 左右,使飞机的非线性负载大幅度增加。A380 飞机的副翼和升降舵操纵用了 8 个 EHA,扰流板和方向舵用了 8 个电备份液压作动机构,缝翼、襟翼和水平安定面用了 3 个电作动机构。调速电动机和电作动机构均是电力电子装置,具有强的非线性。故在多电飞机中,非线性用电设备的用电量远大于线性设备。

非线性用电设备的特性主要有 3 类,即恒功率特性、能量回馈特性和脉冲功率特性。

电阻 R 、电感 L 和电容 C 是典型的线性负载,由交流电源供电时输入电压 U 和负载电流 I 的关系可表示为

$$I = \frac{U}{R} \quad (1)$$

$$I = \frac{U}{\omega L} \quad (2)$$

$$I = U \cdot \omega L \quad (3)$$

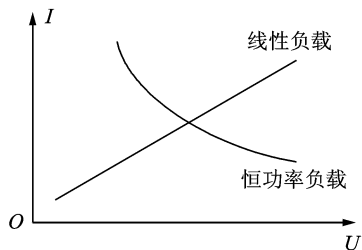


图 1 线性负载和恒功率负载的输入特性

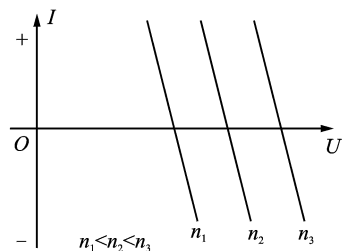
Fig. 1 Input characteristics of linear load and constant power load

式中 $\omega = 2\pi f$, f 为电源频率。可见,输入电流(负载电流) I 和电源电压 U 成正比,故这类负载或这类负载的组合均为线性负载,其特性可用图 1 的直线表示。

恒功率负载是一种典型的非线性负载。电子设备内部的开关电源、模块电源和转速恒定的无刷直流电动机均为恒功率负载。其输出电压(或转速)不变,在负载电阻(或电机负载转矩)不变时,其输入功率不随输入电压的变化而改变。电源电压 U 降低,输入电流 I 反而增大,其特性曲线可用图 1 的曲线表示。

用于操纵飞机舵面的 EMA 和 EHA 是具有能量可回馈电网特点的另一类非线性负载。EMA 和 EHA 有两种工作模式,即电动工作和制动工作。电动工作时吸收电源的能量,制动工作时电机转速降低,储于运动部分的机械能转为电能返回电源。EMA 和 EHA 的另一种工作方式是使舵面偏转和让舵面回到中心位置,使舵面偏转为电动工作吸收电能。舵面回中时,在舵面气动力矩作用下电机工作于发电状态,气动能量通过电机返回电源。故 EMA 和 EHA 的输入特性在 $U-I$ 坐标系的第一和第四象限,为非线性特性,如图 2 所示。

直接能量武器(如激光武器或电磁炮)和某些航空电子设备(如电子战设备)为短时或短时期

图 2 EMA 和 EHA 的输入特性曲线(n 代表电机转速)Fig. 2 Input characteristic curves of EMA and EHA (n is motor speed)

性重复或非周期性重复用电设备,它们工作时瞬时用电功率很大,不工作时消耗功率很小,如图 3 所示。这类设备的工作相当于由一个开关在短时内接通和切除负载,不论是开关接通还是切断,均对电源系统是一个大的冲击,为又一类非线性负载。

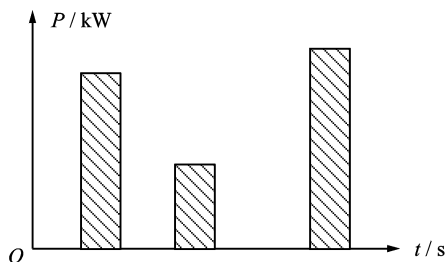


图 3 直接能量武器的脉冲工作特性

Fig. 3 Pulse characteristics of direct energy weapons

4 多电机的电源

多电机的电源有以下 5 个主要特点:(1)电源容量大幅度增加;(2)对电源可靠性要求显著提高;(3)电源电压的额定值逐步提高;(4)电能种类和电能质量要求不断提高;(5)电源工作条件进一步恶化^[8-10]。

A380 飞机主电源是 4 台 150 kVA 的变频交流发电机,辅助电源是 2 台 120 kVA 辅助动力装置发电机,应急电源为 70 kVA 的冲压空气涡轮发电机,电源总额定功率为 910 kVA。B787 飞机主电源为 4 台 250 kVA 的变频交流起动发电机,辅助电源为 2 台 225 kVA 的交流起动发电机,应急电源为 10 kVA 冲压空气涡轮发电机,电源总功率为 1 460 kVA。F-35 飞机主电源为 1 台 250 kVA 开关磁阻起动发电机。与常规飞机的电源容量相比,多电机电源容量显著增大。因此,28 V 低压直流电源因容量有限,恒频交流电源因能量转换效率太低,不可能成为多电机的电源。故目前多电机的电源只有变频交流和高压直流两种。

A380 飞机的主电源有 4 台发电机,每台发动机传动一台发电机。B787 是双发动机飞机,每台发动机传动 2 台发电机。F-35 是单发动机飞机,发动机上装有一台开关磁阻起动发电机,因为磁阻电机结构简单工作可靠,但其变换器可靠性有限,故发电时同时有两个变换器工作,形成两个独立的主电源,以提高供电可靠性。由此可见,增加电源的余度和提高单台电源的可靠性成为多电机电源的重要特点。

B787 飞机主发电机总容量达 1 000 kVA,若采用 115/200 V 电压体制,会导致飞机供电网重量

过大,故采用了230/400 V交流电压体制,其二次电源 ATRU 的电压则为540 V直流。为了和地面115/200 V电源接口,也为了给115 V交流用电设备供电,飞机上设有4台150 kVA 115/230 V三相自耦变压器,以实现115 V和230 V交流电能的双向转换。随着多电飞机功率的进一步提高,电源的额定电压将随之提高。

航空电子和数字计算机的发展,芯片工作电压从最初的5 V降到现在的1.1 V。为了满足航空电子和电传飞行的需要,飞机二次电源迅速发展。模块电源、电子电源大量使用,显著提高了供电质量。变频交流和高压直流为主电源的飞机上,也必有28 V直流电源和27 V直流汇流条。直流电源易于与蓄电池、超级电容等电能存储设备接口,直流电源出口的反流保护二极管实现了电源间和电源与汇流条间有效隔离,从而实现了不中断供电。不中断供电是对多电飞机电源的基本要求。由此可见,为了满足多电飞机用电设备的电源需求,为了实现电作动,多电飞机的电气系统从电能角度看实际上是一个多变换器的电力电子系统,从控制和信息角度看是一个由微处理器构成的计算机网络系统。

起动发电机是多电飞机的重要设备,内装式起动发电机是多电发动机的关键部件之一。由于电机置于发动机内部,安装空间有限;电机转子装于发动机轴上,轴的直径大转速高,机械应力大;发动机装电机处环境温度在300~400 °C,电机的工作环境十分恶劣。同时电机功率大,损耗与发热大,电机的散热与冷却也成为一难题。国外目前考虑的发动机内置起动发电机方案仅有磁阻电机和永磁电机两种^[11-13]。

5 变频交流供电系统的不足

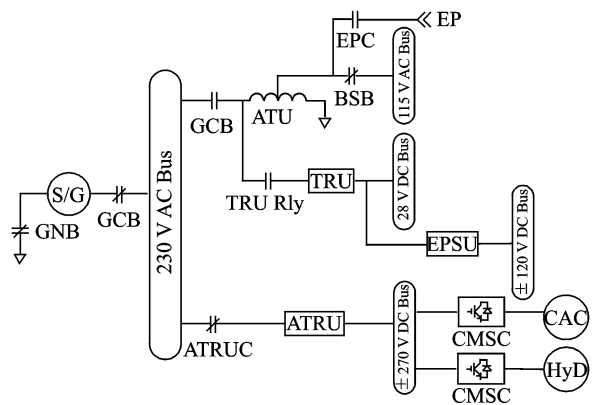
由以上讨论可见,多电飞机的发展离不开电工科技的发展,反之电工科技的进步也需要多电飞机项目进展的进一步推动。

已升空的3种多电飞机使用两种电源,即变频交流电源和高压直流电源。

B787飞机使用变频交流电源。和恒频交流电源相比,有以下特点:(1)应用变频交流起动发电机,突破了恒速恒频交流电源不能起动航空发动机的不足;(2)发电系统效率从恒速恒频交流电源的70%左右,突增到90%,从而为增大电源容量创造了条件;(3)变频交流电源结构简单,体积重量小,平均故障间隔时间显著增大。

图4是B787飞机变频交流发电系统一个通道的单线图。由图可见:(1)为了满足飞机上新增的大功率调速电动机的需求,发电机额定功率的60%以上需要自耦式变压整流器(Auto transformer rectifier units, ATRU)和变压整流器(Transformer rectifier units, TRU)将变频交流电转为直流电,由于 ATRU 和 TRU 为单向电能转换设备,电动机的再生能量无法吸收;(2)230 V变频交流电能用于加温、防冰和大功率变频工作的异步电动机,异步电动机用于传动燃油泵和风扇,变频交流异步电动机的效率较低;(3)飞机上有230 V变频交流、115 V变频交流、±270 V高压直流电和28 V低压直流4种电能要传输,飞机输电系统较复杂;(4)变频交流电源系统质量较大,由于发电机不能并联,发电机和汇流条间转换用电器数量较多,转换时电能供给有中断。图5是B787飞机的4台主发电机和2台APU发电机和发电机汇流条间连接图。由图可见,为了实现电源与汇流条间的转换,用了6个汇流条连接接触器 BTB, B747 也有4台恒频交流发电机和2台 APU 发电机,仅用4个 BTB。

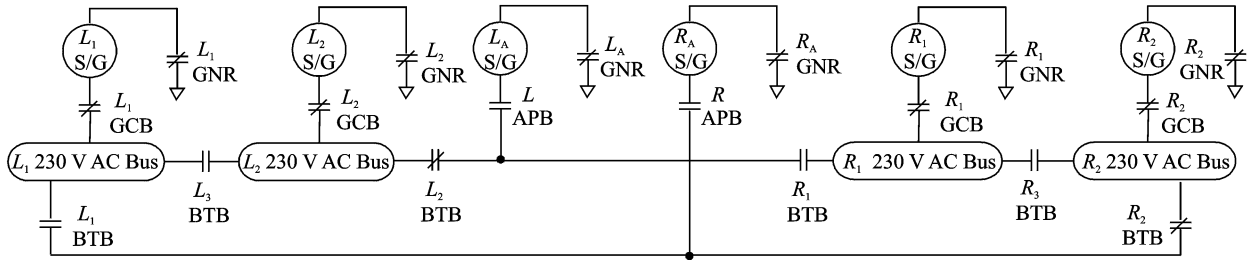
归纳可见,变频交流电源仍有以下不足:



S/G—起动发电机,250 kVA,230 V AC;ATU—自耦变压器,150 kVA,230/115 V AC;TRU—变压整流器,240 A,230 V AC/28 V DC;EPSU—直流变换器,28 V/±120 V DC;ATRU—自耦变压整流器,150 kVA,230 V AC/±270 V DC;EP—地面电源接插件;CMSC—电动机通用控制器;CAC—电动环境控制系统空气压缩机电动机;HyD—液压泵驱动电动机;GNB—起动发电机中点接触器(常闭);GCB—起动发电机接触器(常闭);ATUC—自耦变压器接触器;EPC—地面电源接触器;BSB—115 V AC 汇流条接触器

图4 B787飞机单通道发电系统单线图

Fig. 4 Single line diagram of single channel power system of B787 aircraft



GCB—发电机接触器;BTB—汇流条连接接触器

图 5 B787 发电机和辅助动力装置发电机的汇流条的连接电路

Fig. 5 Busbar connecting circuit of B787 generator and auxiliary power unit

(1)变频交流电源为了满足非线性用电设备的要求,又让电源有好的特性,对非线性设备必须应用功率因数校正电路(Power factor correction, PFC)、无源和有源滤波电路(Passive filter, PF 和 Active filter, AF)。为将交流电转为直流电,必须用 TRU 和 ATRU。

这些设备增加了电源的质量。例如 135 kVA 水冷式 ATRU 质量为 34 kg, B787 飞机上 4 台 150 kW ATRU 总质量达 150 kg。

(2)交流电源向航空电子设备和电力作动机构供电时,必须经 TRU 和 ATRU。由于 TRU 和 ATRU 为单向电能变换器,不能吸收作动机构的再生能量,电能利用率降低。

(3)变频交流发电机的唯一结构为具有旋转整流器的三级式同步发电机,由于受工作频率(360~800 Hz)的约束,电机的功率质量比小于开关磁阻电机,见表 1。

(4)变频交流发电机不能并联运行,不能实现不中断转换,不能实现不中断供电。

(5)变频交流电网中的导线不仅有电阻压降,还有电抗压降,且频率升高时电抗压降也相应增大。不仅有功电流形成导线损耗,无功电流也引起损耗。同时,在其他条件相同时,交流电网质量比直流电网大。

(6)交流电网不能和蓄电池、超级电容、超导储能装置等直接接口。

(7)交流固态功率控制器功率电路结构复杂,通态损耗大。

F-35 采用 270 V 高压直流电源,它是单发动机飞机,发动机传动 1 台 250 kVA 开关磁阻起动发电机,由于这种电机结构简单,转子由高性能软磁合金片叠压而成,定子上仅两套集中式三相绕

组,故可在高转速下可靠工作。鉴于交流/直流变换器相对较脆弱,变换器有两个独立通道,互为备份,如图 6 所示。

表 1 两种结构电机的比较

Tab. 1 Comparison of two kinds of motor

序号	技术指标	单位	数据	
1	结构形式		三级式同步电机	开关磁阻电机
2	额定电压	V	230/400(AC)	270(DC)
3	额定电流	A	360	928
4	额定容量	kVA/kW	250	
5	过载能力	%	125(5 min) 170(5 s)	132(5 s)
6	功率因数		0.75	
7	极对数		3	12/8
8	转速	r/min	7 200~16 000	13 456~22 224
9	起动转矩	N·m	≲180	≲180
10	冷却方式		喷油冷却	空心导体内油冷
11	效率	%	>90	≲90
12	质量	kg	92	46.6
13	平均故障间隔时间	h	30 000	>20 000

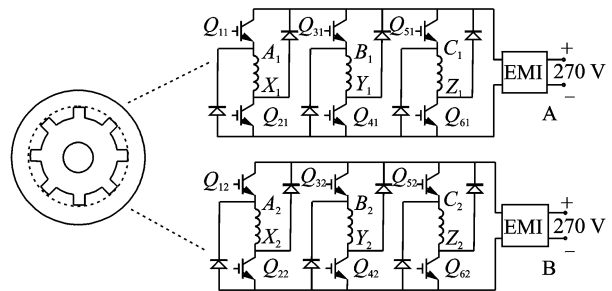
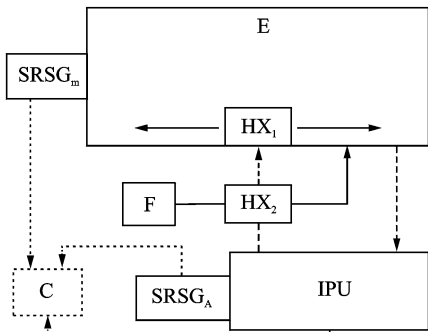


图 6 F-35 飞机双通道开关磁阻起动发电机主电路图

Fig. 6 Main circuit principle diagram of dual-channel switched reluctance starting generator of F-35 aircraft

该飞机采用了新研的组合动力和冷却模块(Integrated power unit, IPU)。IPU 是 3 个部件的集成,即辅助动力装置、应急动力装置和飞机环境控制系统,从而有效地减小了体积和质量。IPU 由动力涡轮、冷却涡轮、压气机、双模燃烧室和开关磁阻起动发电机 SRS/G 5 个主要部件构成。SRS/G 产生 270 V 高压直流电。由此,该机实际上有 3 个独立的主电源,保证了电源的三余度。

IPU 有 3 种工作模式:(1)主发动机引气工作模式;(2)吸气式涡轮发动机工作模式;(3)单组元燃料发动机工作模式。3 种工作模式保证了在各种不同条件下 IPU 的正常工作。为了提供座舱和电子设备的冷却空气,IPU 还需要两个热交换器 HX。HX₁ 是在主发动机风扇通道中的空气/空气热交换器。这种结构的热交换器散热面积大,散热效果好,占用空间小。HX₂ 为燃油/空气热交换器,用燃油使空气降温,交换器出口的燃油直接送发动机使用。图 7 是主发动机和 IPU 间气流、燃料流和电流间关系的示意图。



E—飞机发动机; HX₁—发动机风扇风路口的空气/空气热交换器; HX₂—燃油/空气热交换器; IPU—组合动力冷却模块; SRSG_m—发动机开关磁阻起动发电机; F—燃油箱; SRSG_A—IPU 开关磁阻起动发电机; C—用电设备; ---► 发动机引气管路; ----► 冷气管路; —► 燃油管路;► 270 V 电缆

图 7 F-35 飞机电源和冷却系统构成示意图

Fig. 7 Constitution diagram of power and cooling system of F-35 aircraft

F-35 飞机机电系统的第 3 个特点是其 5 个飞控舵面均由 EHA 传动。EHA 是伺服电动机、轴向柱塞式液压泵和液压作动筒的组合。将 270 V 高压直流电能转为传动舵面的机械能。EHA 的使用取消了常规飞机上的集中式液压能源系统,从而大幅度提高了飞控系统的可靠性和维修性,降低了易损性。

由此可见, A380 和 B787 飞机的变频交流电源系统和 F-35 的高压直流电源系统有不同的特

点,和高压直流电源系统相比,变频交流电源有更多的不足。变频交流电源的以上不足,使多电飞机将越来越多地使用高压直流电源。

6 高温电力电子变换器的应用

现在的航空电子设备和作动机构的电力电子变换器均采用硅材料制作的电力电子器件。由于硅电力电子器件的允许结温低,工作时离不开飞机环控系统的冷却。B787 飞机中的大功率电力电子设备,如 ATRU 和大功率调速电动机的 DC/AC 变换器已适应不了风冷,改用水冷散热方式。

碳化硅、氮化镓等高温电力电子器件的诞生与应用,为多电飞机的进一步发展创造了条件。高温电力电子器件不仅工作温度高(400~500 °C),而且开关频率高,通态损耗小,热阻小,因而可大幅度提高电力电子装置的效率和功率密度,提高过载能力和环境适应性,减小对飞机环境控制系统的依赖^[14-15]。

因此,用高温电力电子器件替代硅器件成为多电飞机电气设备必走之路。飞机二次电源、电子设备内部电源、飞控和发动机控制用专用电源,固态功率控制器、机电作动机构、电液作动机构中伺服电动机的 DC/AC 变换器,电动环境控制系统中高速电动机的变换器,电动燃油泵和起动发电机的功率变换器中的功率电子器件都将采用高温电力电子器件。总之,多电飞机中的功率变换器均宜用高温电力电子器件,但这是一个逐步转换的过程。

飞机二次电源将飞机高压直流电源系统构成高低压两个配电系统,低压系统为 28 V,大量小功率用电设备接在 28 V 汇流条上。大功率用电设备接于高压汇流条上。直流汇流条实现了电能自由流动,汇流条上的储电部件可有效抑制电压的浪涌。

模块电源在航空电子设备、电力电子装置和飞机配电系统中广泛应用,用高温电力电子器件构成的模块电源将进一步实现其小型化。

机电作动机构、电液作动机构、电动环境控制系统和发动机内装起动发电机是多电飞机中的重要机电装置,是含有机械、电工、液压、气动、材料和热能工程等的多学科集成机电机构。

集成机电机构中的主要部分是电动机及其控制器。机电和电液作动机构中需要伺服电动机,电环控系统需要高速电动机,起动发电机的电机应既能电动工作也可发电工作。不论是伺服电动机、高速电动机还是起动发电机,均由电机本体、传感器、

DC/AC 功率变换器和数字控制器构成。伺服电动机可以四象限运行,有快的跟踪指令的能力,有强的过载能力和高的控制精度。高速电动机应有高的转子结构强度,宜用气浮或磁浮轴承,以减小轴承损耗,提高工作寿命。气浮轴承结构轻巧但只能在大气中工作。磁浮轴承不仅可在大气中工作也可工作于太空中。高速电机还应有高的功率密度和高的工作效率。内装式起动发电机的转子直径大转速高,应有高的结构强度,必须减小损耗提高效率。由于电机工作环境温度高,宜采用耐高温易散热的绝缘材料。由于电机在发动机内部,其工作可靠性和工作寿命必须高于发动机本体,电机翻修时间必须长于发动机的翻修时间。

开关磁阻电机由于各相互独立,相间耦合小,这包括电机相绕组间的互感要小,绕组间必须有磁、电和热的隔离,各相的变换器相互独立,使相数大于 3 的开关磁阻电机具有容错特性。和多电机冗余相比,容错电机有更小的体积质量和更简单的结构。国外已研制了飞机电动燃油泵的四相永磁容错电动机,通过了性能测试,在电机一相绕组开路或短路时,泵仍能在额定功率下运行。容错电机和高温电力电子变换器的结合,将使航空电机进入新的发展阶段。

7 多电飞机的能量管理和热管理

飞机的主要能源为燃油,燃油通过发动机,大部分用于产生飞机的推力,另一部分为从发动机压气机引出的高温高压空气,用于加温防冰和飞机环境控制系统;从发动机附件机匣引出的机械能,用以传动发电机、油泵和液压泵。多电飞机能量管理的目的就是在完成飞机给定任务下,尽量减少燃油的消耗。研究和试验证明,在提取相同功率时,使用引气消耗的燃油多于提取机械功率消耗的燃油。B787 飞机取消了引气,从而使其成为目前最省油的大型民航机^[16-17]。

B787 飞机消耗的燃油一部分产生推力,另一部分产生电能。因此从电的角度考察,多电飞机的能量管理即为电能管理。

早期飞机的电能管理叫作负载管理。20 世纪 50 年代的米格飞机上就有大功率用电设备使用的限制。20 世纪 90 年代的 B777 是第一种实际采用负载自动管理的飞机。自动管理将负载按其重要性分为若干类,在供电系统正常时,负载可不受限制地使用。供电系统故障时,按故障的程度,先切除重要性最低的负载,再切除重要性高一些的负

载,从而使飞机电源可用功率和用电设备的需求功率相适应,以使电气系统继续可靠和连续工作,以免故障进一步扩大。

多电飞机的用电设备发生了很大的变化,EMA 和 EHA 大量应用。电作动机构的特点是既可工作于电动机状态,从电源吸取功率,也可工作于发电制动状态,向电源返回能量,由于作动机构响应很快,能量的变化在数毫秒或数秒内完成。军用飞机的某些航空电子设备,如雷达和电子战武器,直接能量武器,其工作时间也十分短促,但其所需功率则达数十到数百千瓦,即多电飞机的一部分大功率用电设备为脉冲功率负载,其瞬时功率和平均功率之比相当大,有的飞机达 5,也有的达 10。这就向飞机电能管理提出了新的需求,不仅需要稳态功率的管理,也需要瞬态功率的管理,以减小用电设备功率大幅度突变时对供电系统性能的影响,并且还要合理和高效地使用电能,减小电源和配电系统在新的条件下的体积和质量。一些航空电子设备和直接能量武器为低效率的设备。例如:激光武器的效率约 20%,即产生 50 kW 激光能量所需电功率达 250 kW 左右,也就是说此时有 200 kW 的损耗变成了热量。通常激光武器的有效功率在 10~160 kW 范围内,其工作时产生的热功率在 40~400 kW 上下。实际上,所有电气设备工作时都产生损耗,并转为热量。而多电飞机的发展,复合材料大量采用,飞机飞行速度的提高,借助开口引进冲压空气也受到了限制,飞机散热条件不断恶化,从而使机内设备局部温度急剧升高,甚至会导致设备的损坏,因而多电飞机的热管理的迫切性也大幅度增加。实际上,热管理也是能量管理,即无法做有效功的那部分能量的管理。飞机热管理系统将调动各种因素(如燃油、冲压空气和储热设备等)使飞机的每个部件的温度处于合理的范围以内。显然,最重要的是,要提高电气设备的效率,减小能量损耗^[18-19]。

最近几年,国内外正在大力开展多电飞机能量和热管理的研究,为多电飞机的进一步发展创造条件。

8 结束语

多电飞机是 21 世纪飞机发展的重要方向之一。多电飞机用电设备的特点是用电量大幅度增加和其强的非线性特性,因而排除了 28 V 低压直流电源和恒频交流电源作为主电源在多电飞机上应用的可能性。变频交流电源在电力作动机构、航

空电子设备和直接能量武器发展的明天,也显示出其不适应性。国外研究的结论是:多电飞机的电气系统是具有多变换器的电力电子系统和多处理器的计算机网络系统。高温电力电子与电机的组合,与液压气动机械的综合将诞生新一代作动机构、电环控系统和起动发电机。飞机能量管理和热管理系统的研究与应用,为航空电子与直接能量武器的进一步发展打下应用基础,从而使下一代民用多电飞机飞得更快、更高、更远和更安全,使军用多电飞机有更优越的性能和更强的战斗力。

参考文献:

- [1] Weimer J A. Electrical power technology for the more electrical aircraft[C]//Digital Avionics system Conference, AIAA/IEEE. [S. l.]: AIAA/IEEE, 1993: 445-450.
- [2] Jones T. Development of high temperature actuation system for advanced aircraft engines[R]. AIAA 90-2031,1990.
- [3] Colegrove P G. Integrated power unit for a more electrical airplane[R]. AIAA 93-1188,1993.
- [4] Elbuluk M E, Kankam M D. Potential starter/generator technologies for future aerospace applications [J]. Aerospace and Electronic Systems Magazine, 1997, 12(5): 24-31.
- [5] Emadi A, Ehsani M. Aircraft power systems: Technology, state of the art, and future trends[J]. IEEE AES, 2000,15(1): 28-32.
- [6] Ferreira C A, Jones S R, Heglund W S. Performance evaluation of a switched reluctance starter/generator system under constant power and capacitor type loads[J]. IEEE IA,1995,31(2): 416-424.
- [7] Mellor P H, Burrow S G, Sawata T, et al. A wide speed range hybrid variable reluctance permanent magnet generator for future embedded aircraft generation systems[J]. IEEE IA,2005, 41(2): 551-556.
- [8] 严仰光, 龚春英, 王慧贞, 等. 多电飞机和电气科技[J]. 电源技术学报, 2007, 5(1): 1-4.
Yan Yangguang, Gong Chunying, Wang Huizhen, et al. More electric aircraft and electrical technology [J]. Journal of Power Supply, 2007, 5(1): 1-4.
- [9] 龚春英, 王慧贞, 秦海鸿, 等. 飞机变频交流电力系统概述[J]. 电源技术学报, 2008, 6(1): 74-78.
Gong Chunying, Wang Huizhen, Qin Haihong, et al. Variable frequency AC power system of aircraft[J]. Journal of Power Supply, 2008, 6(1): 74-78.
- [10] 王慧贞, 秦海鸿, 严仰光. 飞机高压直流电力系统的发展[J]. 电源技术学报, 2008, 6(2): 163-168.
Wang Huizhen, Qin Haihong, Yan Yangguang. Development of aircraft high voltage DC power system [J]. Journal of Power Supply, 2008, 6(2): 163-168.
- [11] Griffo A, Drury D, Sawata T, et al. Sensorless starting of a wound field synchronous starter/generator for aerospace application[J]. IEEE IE, 2012, 59(9): 3579-3587.
- [12] Chen Zhihui. A doubly salient starter/generator with two section twisted rotor structure for potential future aerospace application [J]. IEEE IE, 2012, 59(9): 3588-3595.
- [13] Moir I, Seabridge A. Aircraft systems, mechanical electrical and avionics subsystems integration [M]. 3rd ed. New York: Wiley, 2008.
- [14] 秦海鸿, 荀倩, 聂新, 等. SiC 器件在航空二次电源中的应用分析及展望[C]//第七届中国高校电力电子与电力传动学术年会. 上海: [s. n.], 2013.
- [15] 赵斌, 秦海鸿, 谢昊天, 等. SiC 肖特基二极管在航空二次电源中的应用[C]//首届航空机电、人体与环境工程学术会议. 北京: [s. n.], 2013.
- [16] Grand G. Invent: Study of issues involved in integrating a directed energy weapon subsystem into a high performance aircraft system[R]. AIAA, 2012-0490, 2012.
- [17] Shanmugasundaram V, Ramalinga M, Donovan B. Thermal management system with energy storage for an airborne laser power system application [R]. AIAA, 2007-4817, 2007.
- [18] Steven C G. Energy optimized aircraft: What is it and how do we make one? [J]. SAE International Journal of Aerospace, 2012, 5(2): 415-424.
- [19] Mathew F. System architecture studies for the energy optimized aircraft[R]. AIAA, 2013-0882, 2013.

